

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(12), 1035-1047(2015)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.12.1035>

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

시험과 전산해석을 이용한 고고도용 프로펠러 성능 분석

박동훈*, 조태환**, 김철완**, 김양원**, 이윤교**

Performance Evaluation of Propeller for High Altitude
by using Experiment and Computational Analysis

Donghun Park*, Taehwan Cho**, Cheolwan Kim**, Yangwon Kim** and Yunggyo Lee**

Korea Aerospace Research Institute* **

ABSTRACT

Wind tunnel experiment and computational analysis have been carried out to evaluate the performance of propeller for scale electric-powered HALE UAV, named EAV-2H+. Performance curves are measured for three propellers and their adequacy for EAV-2H+ installation is examined through consideration of operating conditions. Decline in performance coefficients is observed in low rpm region. Also, the effect of transition tape on propeller performance is measured and analyzed. The computational performance analyses are carried out by using commercial CFD program. The thrust and power coefficient from computations show good agreement with experimental results. Performance coefficients are compared and the influence of measurement device which contributes to discrepancy of the results is examined. Transition SST model is confirmed to yield the tendency of performance decline in low rpm range, similar to experimental observation. The decrease in aerodynamic performance of blade element due to low Reynolds number is identified to cause the decline in propeller performance. Analyses for high altitude conditions confirms degradation in propeller performance.

초 록

고고도 장기체공 축소형 전기 동력 무인기(EAV-2H+)용 프로펠러의 성능을 평가하기 위해 풍동시험과 전산해석을 수행하였다. 3종의 프로펠러에 대해 성능 곡선을 측정하고, 운용 조건을 평가하여 EAV-2H+에 적용 가능 여부를 판단하였다. 낮은 rpm 영역에서 성능 계수의 저하 경향을 확인하였다. 프로펠러 성능에 미치는 강체 천이 테이프 부착 효과를 측정하고 분석하였다. 상용 전산유체역학 코드를 사용한 성능 해석을 수행하여 시험과 해석의 추력계수-동력계수 선도가 잘 일치함을 확인하였다. 전진비에 따른 성능 계수를 비교하고 결과 차이에 기여하는 시험장치의 영향을 평가하였다. 시험에서 관찰된 낮은 rpm 영역의 성능 감소 경향을 transition SST 모델이 유사하게 모사함을 확인하였다. 낮은 레이놀즈수에 의한 깃 요소의 공력 성능 저하가 프로펠러 성능 감소의 주원인으로 분석되었다. 고고도 조건 해석으로부터 프로펠러 성능 저하를 확인하였다.

† Received : March 2, 2015 Revised : October 23, 2015 Accepted : October 28, 2015

* Corresponding author, E-mail : kpdh84@kari.re.kr

Key Words : Propeller(프로펠러), High Altitude Long Endurance(고고도 장기 체공), Unmanned Aerial Vehicle(무인기), Low Reynolds Number(저 레이놀즈 수), Wind Tunnel Test(풍동시험)

I. 서 론

지구 관측, 통신 중계, 정찰 등 인공위성의 기능을 일부 대체 가능한 수단으로 고고도 장기체공(High Altitude Long Endurance, 이하 HALE) 무인기(Unmanned Aerial Vehicle, 이하 UAV)가 주목받고 있다. HALE UAV는 인공위성 대비 낮은 제작비, 착륙/재이륙을 통한 유지보수와 운용이 가능하여 경제적이고 효율적이다. 이러한 장점들에 친환경 녹색기술 개발 경쟁이 더해져 여러 국가들에서 활발한 연구 개발이 진행되고 있다[1-2]. 한국항공우주연구원(이하 KARI)에서도 전기 동력 HALE UAV 개발과 운용기술 확보 연구를 수행중이다. 성층권 체공기술 탐색 및 확보를 위한 축소형 기술 시연기 EAV-2H+의 개발과 고도 10km 상승 비행시험을 완료하였으며, EAV-3의 개발을 진행 중이다[3-5].

공기역학적 관점에서 고효율 프로펠러는 높은 양항비, 저항력 설계와 함께 HALE UAV의 장기체공 능력을 위한 중요한 요소이다. 고도 10km, 15km, 18km에서의 대기 밀도는 해면 대비 각각 약 34%, 16%, 9.9% 수준으로 감소한다. 이에 따라 EAV-2H+ 또는 EAV-3급 HALE UAV에 적용되는 직경 1m 내외의 프로펠러들은 고고도에서 블레이드 단면인 깃 요소(blade element)의 최대 시위 레이놀즈수가 10^5 이하 수준으로 감소한다. 일반적으로 익형 시위 레이놀즈수가 10^5 수준 또는 그 이하로 감소하면 양력계수, 양항비 등의 공력성능 저하가 발생한다[6-7]. 깃 요소의 기능은 본질적으로 익형과 동일하므로, 고고도에서 저 레이놀즈수에 의한 프로펠러 성능 저하를 예상할 수 있다. 엔진 또는 모터의 가용 토크와 rpm이 충분한 경우에는 높은 깃 요소 레이놀즈수를 확보하는 설계를 통해 성능 저하를 일부 극복할 수 있다. 하지만 전기 동력 HALE UAV의 경우에는 경량화가 상위 제약 조건으로 전제되기 때문에 모터 성능 역시 크게 제약되며, 이로 인해 프로펠러 성능 저하가 상승성능과 체공성능 저하로 직결된다. 강건한 임무 계획, 임무 성능 예측 및 비행 성능 향상을 위해서는 성능 저하를 고려한 프로펠러의 설계 및 선정, 정확한 성능 예측이 요구된다. 따라서 HALE UAV 개발에서는 고고도 프로펠러의 설계 및 성능 예측이 주요 기술로 강조된다.

KARI 공력성능연구팀에서는 풍동시험과 전산 해석을 수행하여 EAV-2H+ 장착을 위한 프로펠러 성능을 평가하고, 향후 EAV-3용 프로펠러의 설계 및 성능 예측에 필요한 기초 기술들을 확보하고자 하였다. 프로펠러 성능 측정 기법과 시험장치를 확보하고, 풍동시험으로 획득한 성능곡선을 평가하여 EAV-2H+ 운용조건 충족 여부를 판단하였다. 전산해석을 수행하고 시험 결과와의 비교를 통해 해석 방법의 신뢰도를 평가하였다. 천이 테이프 부착이 성능 곡선에 미치는 영향을 실험적으로 평가하였으며, 해석으로 고고도 조건의 성능 곡선을 예측하였다. 시험/해석결과로부터 저레이놀즈수 효과에 의한 프로펠러 성능 저하 가능성을 평가하였다.

II. 본 론

2.1 풍동시험

본 연구를 통해 프로펠러의 추력과 토크를 동시에 측정하는 시험장치와 기법을 확보하고, 후보 프로펠러들의 성능을 측정하여 EAV-2H+ 장착 프로펠러를 선정하고자 하였다. 또한 낮은 rpm 영역에서의 성능계수 변화 측정 및 천이 테이프 부착 효과 시험들을 추가로 수행하였다.

2.1.1 프로펠러

풍동시험의 첫 번째 목적은 이전 개발 단계를 통해 확보한 상용 프로펠러들과 자체 설계한 프로펠러의 성능을 비교하여 EAV-2H+ 장착 프로펠러를 선정하는데 필요한 데이터를 획득하는데 있다. 기 보유 상용 프로펠러는 직경 약 0.53m (21인치)와 약 0.61m (24인치)의 RASA 제품으로, 직경 0.61m 제품은 이전 단계인 EAV-2H에 장착되어 비행시험을 수행한 프로펠러이다[3]. 그리고 크기가 증가한 EAV-2H+의 성능 요구조건에 대응하기 위해 새 프로펠러를 자체적으로 설계하였다. 고고도 상승 및 체공을 고려하여 고도 10km 상승조건을 설계점으로 하고, 깃 요소 운동량 이론 기반의 설계 도구인 Propeller Designer[8]를 사용하였다. 구조 단순화에 따른 경량화와 신뢰도 확보를 위해 고정피치 방식을 채택하였으며, 블레이드 익형은 낮은 레이놀즈수에서 양항비 특

Table 1. Design condition and specification of 0.7m propeller

Design point	10km / climb condition
Flight speed	13.8 m/s
Thrust	11.5 N
RPM	2000
Diameter	0.7 m
Airfoil	DAE51
Advance Ratio	0.591
Efficiency	0.72

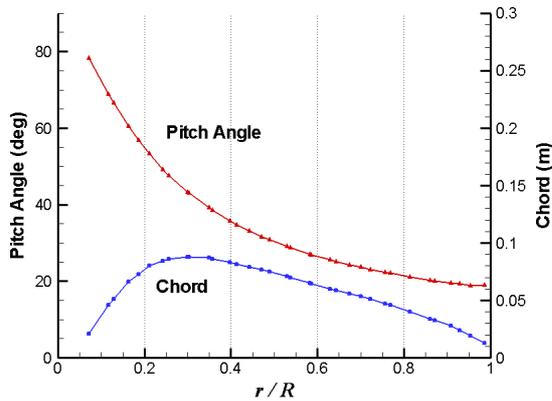


Fig. 1. Blade geometry of D=0.7m propeller

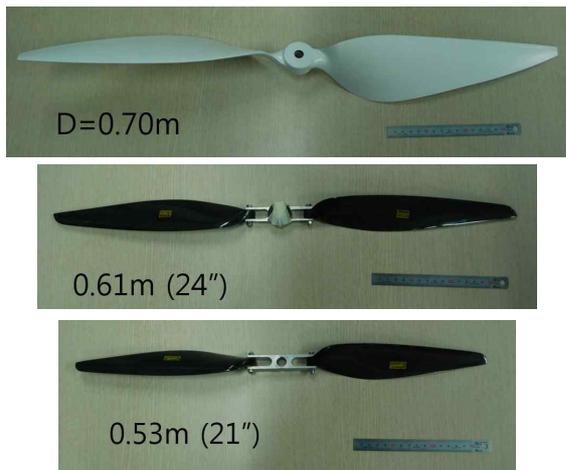


Fig. 2. Propellers for wind tunnel test

성이 우수한 DAE51을 선정하였다. 프로펠러의 설계 조건과 사양은 Table 1에 요약하였다.

rpm에 따라 설계 조건을 만족시키는 형상들을 얻은 후, 각 형상들의 토크, 소모 동력과 효율을 비교/평가하여 적합한 프로펠러를 선정하였으며, 직경은 0.7m로 결정되었다. Fig. 1은 블레이드의 시위 길이와 비틀림각 분포를 보여준다.

Figure 2는 시험 대상인 두 개의 상용 프로펠러와 설계 프로펠러, 총 3종을 보여준다.

2.1.2 시험장치 및 방법

프로펠러의 성능을 측정할 다양한 국내외 선행 연구 사례들을 찾아볼 수 있으며, 국내에서는 주로 추력만을 측정하여 해석결과와의 비교를 수행하였다[9-10]. EAV-2 개발과정에서는 추력과 토크를 모두 측정한 바 있으나, 이 경우 토크를 직접 측정할 수 없어 소모 전력과 별도로 측정된 모터 효율 특성으로부터 축 동력을 획득하였다[11]. 기존 연구들에서는 측정을 위해 시험리그 [11-12] 또는 밸런스[9-10] 방식을 사용하고 있다. 두 방식 모두 프로펠러 후류가 리그 또는 지지대 구조물에 직접적인 영향을 주고, 이 공력 하중이 측정되는 추력값의 오차와 불확실성을 증가시키는 요인이 된다. 최근에는 리그를 사용하였지만 모터와 축 사이에 토크 센서를 부착하여 추력과 토크를 동시에 측정한 국외 사례를 찾아 볼 수 있다[12].

본 연구에서는 추력과 토크를 직접 측정하고, 기존 리그 방식의 단점으로부터 자유로운 시험장치를 설계하고 구축하였다. 장치의 구성 개념과 모델링을 Fig. 3에 나타내었다. 프로펠러 뒤에 토크센서와 구동 모터가 순서대로 배치되어 하나의 모듈을 구성한다. 이 모듈이 전후로 쉽게 이동되도록 슬라이딩 가이드 위에 놓고, 뒤쪽에서 로드셀과 연결되어 전체 지지대에 고정된다. 축에 작용하는 토크는 토크센서에 의해 직접 측정되고, 모듈을 앞으로 당기는 추력은 로드셀로부터 측정된다. 이러한 방식은 지지대 기둥에 작용하는 공력 하중이 측정 추력에 영향을 주지 않는다. rpm은 토크센서와 모터사이의 회전판과 광화이버센서를 사용해 측정하였다. 측정 장치에 적용된 모터와 센서의 제원은 Table 2에 나타내었다. 로드셀의 비선형성, 히스테리시스, 반복성 정밀도는 0.03%, 토크센서는 0.3% 이내이다.

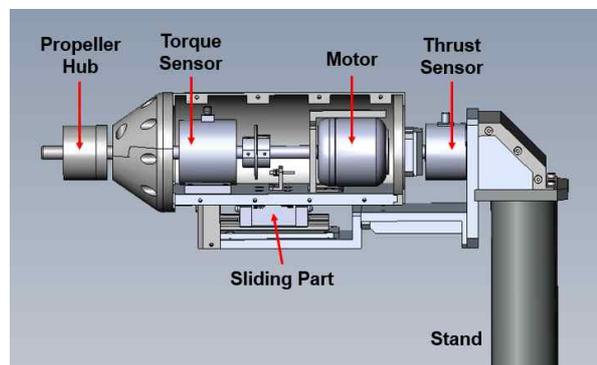


Fig. 3. Schematic and modeling of measurement system

Table 2. Specification of motor and sensors

	Model	Range
DC Motor	AXI 5330/F3A	~5000rpm
Load cell	Dacell UMI	5kgf
Torque Sensor	Dacell TRD	30kgf-cm

장치 조립 및 설치 후 무게 추를 이용하여 추력 및 토크 측정에 대한 교정 시험을 수행하였다. 교정인자(conversion factor)와 영점보정(zero offset correction)을 획득하여 데이터 처리에 적용하였다. 교정시험 결과로부터 교정인자 및 영점보정 오차, 히스테리시스, 비선형성, 반복성 오차 등을 고려한 장치의 측정 불확실성을 추정하였다. 교정인자와 영점보정 오차는 추력과 토크 모두 0.1% 이내로 추정되었으며, 반복성 및 비선형성 오차 역시 동일 수준으로 확인되었다. 하지만 추력 측정에 대한 히스테리시스 오차가 슬라이딩 가이드의 마찰력에 의해 높게 나타나, 불확실성의 지배적 요인으로 확인되었다. 지상 상승 시 운용 추력 근방인 10~15N을 기준으로 했을 때 최대 1.7%의 히스테리시스 오차가 관찰되어, 추력 측정의 종합적인 불확실성은 약 1.7% 수준으로 추정되었다. 토크의 경우는 장치에서의 추가적인 비선형성, 히스테리시스 유발 요인이 확인 되지 않았으며, 종합 불확실성은 0.1% 이내 수준으로 판단되었다.

고정된 축 방향으로의 힘을 측정하는 단축 로드셀과 토크센서는 구조상 독립적이며, 축 정렬을 고려한 설계 및 정밀 가공을 수행하였기 때문에 센서간, 그리고 다른 축 방향의 간섭 오차 발생 가능성은 낮은 것으로 판단하였다.

시험은 KARI 중형아음속풍동(LSWT)에서 수행하였다. 폐쇄형 표준 시험부의 폭과 높이는 각각 4m, 3m이고 최대 풍속은 120m/s, 풍속 88m/s에서의 자유류 난류강도는 0.07% 수준이다. Fig. 4는 시험부에 설치된 시험 장치의 모습을 보여준다. 풍속과 rpm, 센서들의 전압 신호가 안정된 상태에서 10 Hz로 샘플링 된 100개의 신호 데이터를 획득한 후, 평균을 취하고 교정인자와 영점보정을 적용하여 추력과 토크 값을 결정하였다.

비행속도가 낮은 EAV의 특성과 운용 전진비 범위를 고려하여 시험은 최대 풍속 18m/s 이하의 저속에서 수행되었다. 스피너의 적용 여부가 측정 성능 값에 미치는 영향은 매우 작다고 판단되어 모든 프로펠러에 대해 스피너는 적용하지 않은 조건으로 측정을 수행하였다.



Fig. 4. Measurement system installation

2.2 시험결과 및 분석

2.2.1 성능 곡선 및 성능 평가

직경 0.7m 프로펠러의 성능을 측정하고 결과의 반복성을 평가하였다. 1350 rpm으로 회전속도를 고정하고, 풍속을 변화시켜 다양한 전진비($J = V/nD$)에서의 추력과 토크를 측정하였다. 1350 rpm은 해면고도에서 EAV-2H+의 상승 시 예상 운용 조건 근방에 해당한다. 두 차례의 반복 시험과 1600 rpm으로 고정하여 획득한 성능 곡선을 Fig. 5에 함께 나타내었다. 측정 성능 곡선들이 우수한 반복성을 보여, 시험 방법의 타당성과 측정 장치의 정확성을 확인하였다.

프로펠러의 성능 계수인 추력계수, 동력계수 및 효율은 식 (1)로 정의된다. 여기서 V 는 자유류 속도, D 는 프로펠러 직경, n 은 초당 회전수, ρ 는 밀도, T 는 추력, Q 는 토크, ω 는 회전각속도이다.

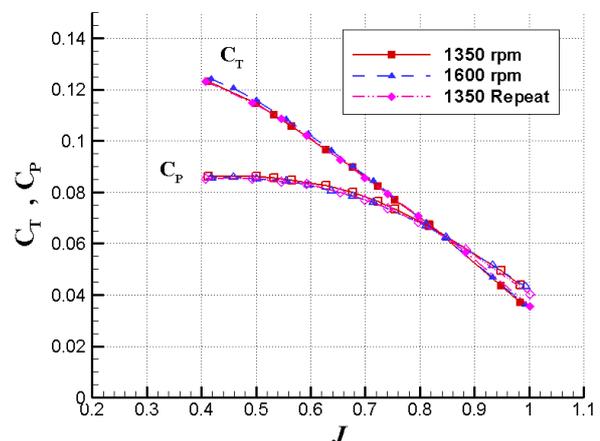


Fig. 5. Performance coefficient curves from repeatability test

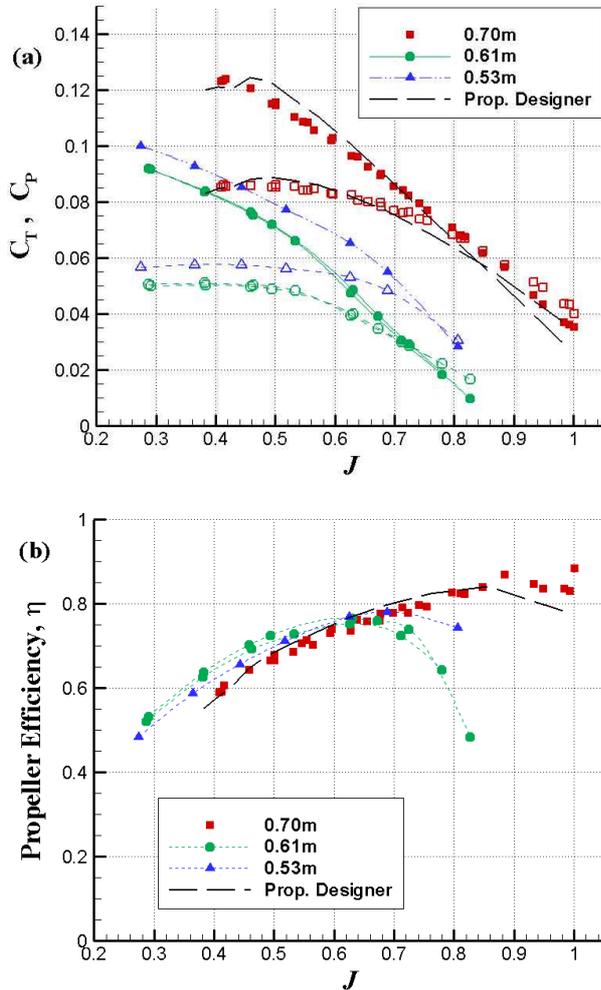


Fig. 6. a) Performance coefficient and b) efficiency curves of three propellers

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4}, C_P = \frac{Q\omega}{\rho n^3 D^5}, \eta = J \frac{C_T}{C_P} \quad (1)$$

두 개의 상용 프로펠러들에 대해서도 성능 측정을 수행하였다. 0.53m와 0.61m 프로펠러의 측정에서는 회전속도를 각각 2600, 2200 rpm으로 고정하고 풍속을 변화시켜 측정하였다. 측정된 세 프로펠러의 성능계수 및 효율 곡선을 Fig. 6에 나타내었으며, Fig. 6a에서 채워진 심볼은 추력계수, 비어있는 심볼은 동력계수를 나타낸다. 0.7m 프로펠러는 같은 전진비에서 상용 프로펠러들에 비해 높은 추력계수와 동력계수 특성을 보인다. Fig. 6b로부터 0.7m 프로펠러가 높은 전진비 영역에서 우수한 효율을 나타냄을 알 수 있다. 고고도에서는 운용 전진비가 높다는 점을 고려했을 때, 프로펠러가 고고도 운용 조건을 기준으로 설계되었음을 확인시켜준다.

참고를 위해 직경 0.7m 프로펠러에 대한

Prop. Designer[8]의 예측결과를 함께 나타내었다. 전체적으로는 Prop. Designer의 성능 예측이 시험치와 유사하여 초기 설계 단계에서 활용하기에 적절하다고 판단된다. 하지만 전체 전진비에 걸쳐 추력, 동력계수의 경향성 차이가 관찰되며 설계조건에서 벗어난 낮거나 높은 전진비에서는 예측성이 떨어지는 것을 알 수 있다. 또한 후반부에 언급되었지만, 시험에서는 측정장치 지지대 기둥 및 시험부 벽면 등에 의해 프로펠러 단독인 경우 대비 추력과 토크가 다소 높게 측정될 가능성이 있다. 이를 감안하면 Prop. Designer는 전체적으로 초과 예측(over-predict) 경향을 갖는 것으로 분석된다.

해면고도에서 EAV-2H+ 체계 상승 조건을 만족하는 운용점을 측정 성능곡선으로부터 파악하여 Table 3에 나타내었다. 0.7m 프로펠러의 경우 직경은 크지만 같은 추력을 내는데 필요한 rpm이 낮아 운용점의 전진비가 높으며, 세 프로펠러들 중 효율이 가장 높은 것을 알 수 있다. Propeller Designer로 예측된 필요 rpm은 약 1320인데, 시험 결과로부터 파악된 값은 1370으로 약 50 정도 높은 회전속도가 요구됨을 확인하였다.

측정 성능 곡선으로부터 고도 10km 상승비행시의 운용조건을 파악하여 Table 4에 나타내었다. 지상 성능 곡선이 고고도에서도 변하지 않는다는 가정 하에 예측하였으며, Table 3의 해면고도에서와 마찬가지로 0.7m 설계 프로펠러의 효율이 가장 높은 것을 알 수 있다. 고도 10km에서는 효율이 0.61m 상용 프로펠러의 경우 약 3%, 0.7m 프로펠러의 경우 약 6.5% 더 증가하는

Table 3. Estimated operating conditions (sea level, climb)

Propeller	0.53m	0.61m	0.70m
rpm	2650	2050	1370
Advance Ratio	0.343	0.389	0.507
Efficiency	55%	65%	67.5%
Torque	0.917	0.907	1.375

Table 4. Estimated operating conditions (10km, climb)

Propeller	0.61m	0.70m
rpm	3120	2010
Advance Ratio	0.44	0.595
Efficiency	68%	74%

것으로 예측되었다. 뒤에서 논의 되겠지만 고고도에서는 성능 저하가 발생하기 때문에 지상 성능 곡선에 근거한 고고도 조건 성능 예측은 신뢰도가 떨어짐을 유의해야 하며, 실제 성능은 보다 낮은 성능을 예상해야 한다. EAV-2H+에 탑재되는 구동 모터인 T-motor U8의 최대 rpm은 약 3000이며, 고도 10km 상승 조건에서 0.53m, 0.61m 프로펠러의 필요 rpm은 모두 이를 초과할 것으로 예측되었다. 따라서 0.7m 프로펠러는 효율이 가장 높을 뿐 아니라, 고도 10km 상승까지 고려할 경우 유일하게 장착 가능한 프로펠러로 판단되었다.

2.2.2 낮은 rpm 효과

회전속도가 낮아질수록 깃 요소는 레이놀즈수 영역으로 진입하게 된다. 이때의 성능 변화 가능성을 평가하기 위해 8m/s로 풍속을 고정하고 rpm을 변화시켜 측정을 수행하였다. 속도 변화 및 rpm 변화 방식으로 측정된 0.7m 프로펠러의 추력계수와 동력계수 곡선을 Fig. 7a와 7b에 나타내었다.

속도가 일정한 경우에는 낮은 rpm이 높은 전진비 조건에 해당되는데, 저 rpm 영역에서 소폭의 성능계수 감소 경향을 볼 수 있다. 0.61m 프로펠러에 대해서도 풍속을 8.5m/s로 고정하여 추가 실험을 수행하였으며, 결과를 Fig. 7에 함께 나타내었다. 낮은 rpm 영역의 성능계수 감소 경향은 직경과 블레이드 시위 길이가 작은 0.61m 프로펠러에서 더 명확하게 관찰된다. 이는 성능 저하의 주요 원인이 깃 요소의 낮은 시위 레이놀즈수임을 확인할 수 있는 근거가 된다. 따라서 지상 시험으로 획득한 프로펠러 성능곡선을 고고도 조건 성능 예측에 활용 시, 레이놀즈수 감소(밀도 감소)에 따른 성능 저하 가능성에 유의해야 함을 시사한다.

Figure 7c의 효율 비교로부터 0.61m 프로펠러의 경우 낮은 rpm영역에서의 명확한 효율 저하를 확인할 수 있다. 0.7m 프로펠러는 높은 전진비 영역에서 소폭의 효율 저하가 관찰되나 차이는 상대적으로 미미하게 나타났다. 전진비 1 근방의 마지막 데이터 포인트는 낮은 RPM 조건에 해당하며, 추력과 토크 값이 0에 가까워 측정 불확실성 영향이 지배적이므로 신뢰도가 낮은 것으로 분석되었다.

추가로 0.7m 프로펠러에 대해, 기존 1350 rpm 보다 낮은 800 rpm으로 고정하고 풍속을 변화시키면서 측정을 수행하였고, 그 결과를 비어있는 심볼로 나타내었다. rpm 변화 성능곡선에서와

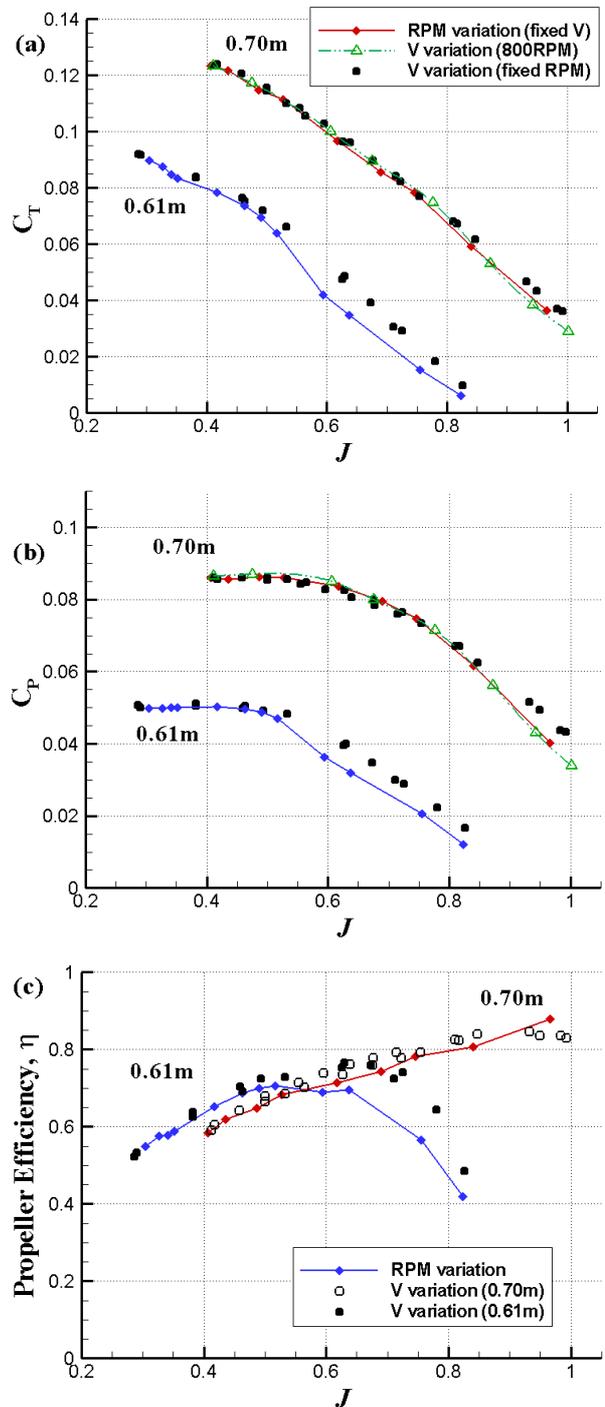


Fig. 7. Comparison of performance coefficients with fixed velocity and fixed rpm

유사하게, 높은 전진비에서 성능계수 감소 경향이 관찰되었다. 반면 낮은 전진비에서는 성능계수 감소가 관찰되지 않아 rpm 고정조건이라 할지라도 높은 전진비에서부터 성능 저하가 발생함을 알 수 있다. 낮은 깃 요소 레이놀즈수는 성능 저하를 유발시키고, 성능계수 감소는 높은 전진비에서부터 나타나는 것으로 해석된다.

2.2.3 강제천이 테이프 부착 효과

저레이놀즈수 익형 유동에서는 뒷면(suction side)의 층류 박리 이후 긴 박리 거품 형성 또는 재부착 실패에 의한 높은 압력 항력 증가가 익형 공력성능 저하를 유발한다. 뒷면의 경계층 강제천이는 박리거품의 크기를 줄이거나 재부착을 강제함으로써 압력 항력을 감소시켜 공력성능 개선을 유도할 수 있다. 따라서 강제천이 테이프 부착으로 천이 유발이 가능한 경우, 저레이놀즈수에서의 성능 저하를 일정 수준 회복 가능할 것으로 기대 할 수 있다. 이에 근거하여 천이 테이프 부착이 프로펠러 성능에 미치는 효과를 실험적으로 확인하고자 하였다. Fig. 8과 같이 0.61m 프로펠러 블레이드 뒷면의 앞전으로부터 시위 길이의 약 10% 지점에 두께 0.4mm, 폭 5mm인 지그재그 테이프(Glasfaser-Flugzeug-Service社)를 부착하였다.

Figure 9는 천이 테이프 부착 후 rpm을 변화시켜 측정된 추력계수와 효율 결과를 보여준다. 비교를 위해 테이프 미부착 상태의 결과들을 함께 나타내었다. 테이프 부착으로 낮은 rpm 영역(전진비 약 0.6 이상)에서 추력계수와 효율이 회복되는 경향을 볼 수 있다. 이로부터 천이 테이프 사용으로 낮은 레이놀즈수에 의한 프로펠러 성능 저하가 일부 회복 가능하다고 판단된다. 반면 높은 rpm 영역(낮은 전진비)에서는 테이프 부착에 의해 성능과 효율이 오히려 저하되는 것을 알 수 있다. 높은 rpm 영역에서는 레이놀즈수가 충분히 높아 층류 박리에 의한 압력 항력이



Fig. 8. 24" propeller with transition tape

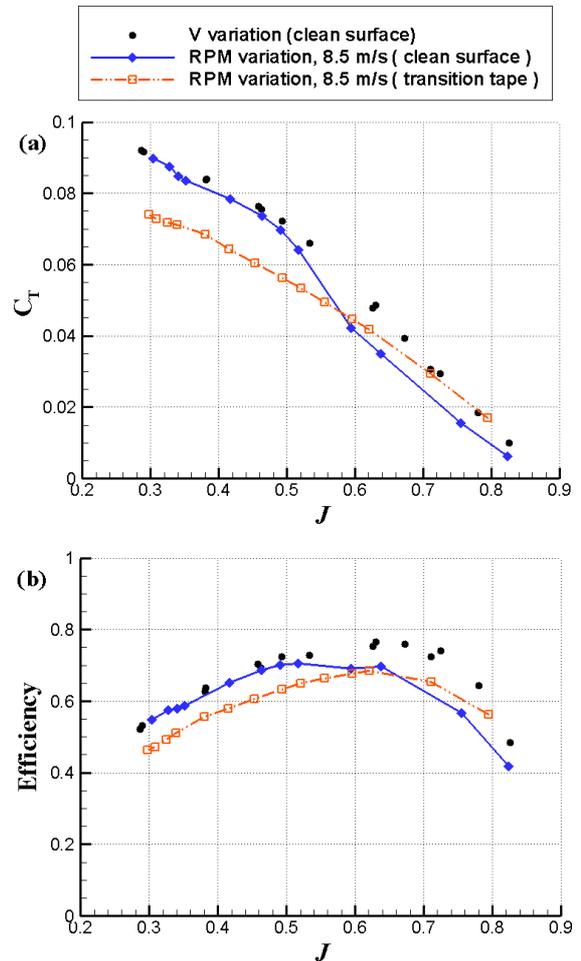


Fig. 9. a) Thrust coefficient and b) efficiency with and without transition tape

나 실속 등에 의한 성능 저하가 없고 경계층 자연 천이가 발생하는 상황에 해당하며, 테이프를 부착하면 오히려 천이가 앞당겨져 난류 경계층 영역이 증가하고 그에 따라 점성항력이 커져 요소의 양항비가 나빠지기 때문으로 분석된다.

Figure 9를 전체 전진비 영역에서 평가하면 테이프 부착 효과는 성능 회복보다 손실 수준이 더 크다고 판단된다. 만약 프로펠러가 테이프 부착에 의한 성능 회복 영역에서 운용된다면 실효성을 기대할 수 있겠으나, 다양한 전진비 영역에서 운용되는 경우에는 성능저하의 원인으로 작용 가능함에 유의해야 한다. 천이 테이프가 낮은 레이놀즈수에 의한 성능저하를 회복시킬 수 있으나 높은 레이놀즈수 영역에서는 오히려 성능을 저하시킬 수 있기 때문에 운용 조건을 고려한 신중한 사용이 요구된다고 판단된다.

2.3 전산해석

전산장비의 발달에 따라 전산유체역학을 이용

한 프로펠러의 성능, power-on 효과, 복잡한 후류 유동장 해석 사례들이 증가하고 있다[13-15]. 상용 전산유체역학 코드를 이용한 해석을 수행하여 프로펠러 성능을 평가하고 시험 결과와의 비교를 통해 기법의 신뢰도를 평가하고자 하였다. 해석 대상은 형상 정보를 확보하고 있는 0.7m 프로펠러로 선정하였다. 지상 성능곡선 획득 및 시험 결과와의 비교, 난류모델 평가, 낮은 rpm 효과 평가, 고고도 성능 예측을 수행하였다.

2.3.1 해석방법

해석을 위해 상용 전산유체역학 코드인 FLUENT v13[16]을 사용하였다. 운용 속도와 rpm을 고려했을 때 블레이드 끝단 마하수가 0.2를 넘지 않아 비압축성 유동을 가정하여 압력기반(pressure based) 해법을 사용하였고, 속도-압력 연계는 SIMPLE 알고리즘을 선택하였다. 프로펠러 회전효과 모사는 계산 시간과 비용 절감을 위해 MRF(multiple reference frame) 기법을 사용하여 정상상태 조건으로 해석하였다. MRF 기법의 신뢰도 평가를 위해 SMM(sliding mesh model) 기법을 사용한 비정상 해석으로 검증을 수행하였다. 난류모델은 $k\omega$ SST와 transition-SST 모델을 사용하였다. 항공기 프로펠러 해석을 수행한 여러 연구들로부터 $k\omega$ SST 모델 사용의 타당성이 확인되었다[13-15]. 공간 차분 정확도는 압력에 대해 standard, 속도 및 난류 관련 나머지 변수들에 대해서는 2차 정확도의 풍상 차분법을 적용하였다. 연속방정식과 속도방정식의 residual이 10^{-3} , 10^{-5} 이하로 감소하고 추력과 토크가 일정하게 유지될 때까지 해석을 진행하였다.

2.3.2 경계조건

원방경계는 원통형으로 하였으며 다양한 크기의 원방경계를 테스트하여 직경과 높이를 각각 프로펠러 직경(D)의 10배, 15배로 설정하였다. 입구와 출구는 각각 $5D$ 와 $10D$ 거리에 위치한다. 입구와 측면 경계에는 velocity inlet, 출구는 outlet 경계조건을 적용하였다. 원방 경계에서의 난류 강도는 0.1%, transition-SST 모델의 경우 간헐도는 0.2로 설정하였다.

2.3.3 해석격자

해석 격자는 GAMBIT과 T-GRID를 사용하여 생성하였다. 주 블레이드 표면은 사각형의 정렬 격자로 구성하고 허브 및 연결부, 블레이드 끝단 등은 삼각형 비정렬 격자로 구성하였다. 점성 유동 해석을 위해 사각형 표면격자에서는 육면체,

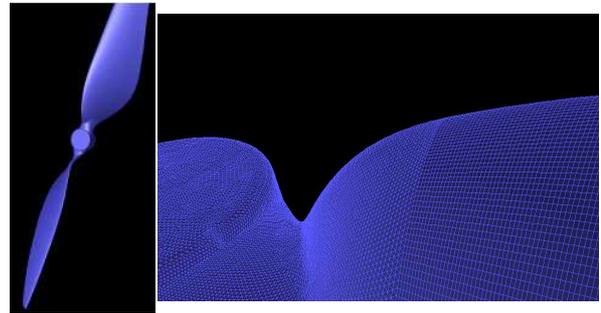


Fig. 10. Propeller geometry and surface mesh

삼각형 표면격자에서는 오면체(prism) 격자를 사용하여 총 25층의 경계층 격자를 생성하였다. $k\omega$ SST와 transition-SST 모델을 사용하기 위해 경계층 최소 격자 높이는 5×10^{-6} m으로 하여 $y+$ 값이 1 이하가 되도록 하였다. 나머지 경계층 외부 공간은 4면체 격자로 구성하였다.

해석에 앞서 표면격자, 경계층 격자, 공간격자와 관련한 주요 파라미터들에 대해 테스트를 수행하였다. 결과로부터 비용대비 정확도 측면에서 표면격자수 약 33만개, 전체 격자수 약 1,460만개인 격자를 적절한 격자수준으로 판단하였다[17]. MRF 기법과 SMM 기법을 사용하여 프로펠러 단독 해석을 수행한 결과, 추력이 약 0.1% 수준의 차이를 보여 MRF 기법 사용이 타당하다고 판단하였다. Fig. 10은 해석에서의 0.7m 프로펠러 형상과 표면격자의 예를 보여준다.

2.4 해석결과 및 분석

2.4.1 성능곡선

1350 rpm으로 회전속도를 고정하고 자유류 속도를 변화시켜 다양한 전진비 조건의 해석을 수행하였다. 두 가지 난류모델을 사용한 해석결과와 시험결과를 C_T - C_P 그래프로 Fig. 11에 비교하

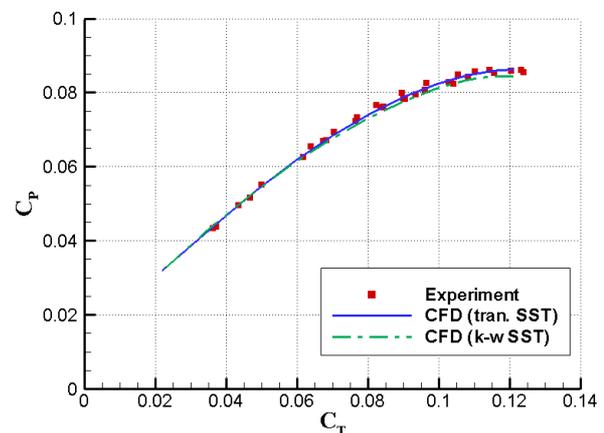


Fig. 11. Comparison of C_T vs C_P

여 나타내었다. Transition SST 모델의 결과는 시험결과와 잘 일치한다고 판단되며, $k\omega$ SST 모델도 동력계수를 소폭 낮게 예측하나 우수한 예측 결과를 보여준다. Fig. 11의 비교로부터 특정 추력 발생에 필요한 동력을 파악하는데 전산해석 결과를 높은 신뢰도로 활용 가능하다고 평가 할 수 있다.

전진비에 따른 추력계수, 동력계수, 효율을 Fig. 12에 비교하여 나타내었다. Fig. 11에서 확인한 바와 같이 두 난류모델 결과의 추력계수가 잘 일치하며, 동력계수는 transition-SST 모델의 결과가 소폭 높은 것을 볼 수 있다. 동력계수의 차이는 낮은 전진비에서 상대적으로 크게 관찰되며, 최대 2% 이내의 차이를 보였다. 깃 요소 관점에서는 낮은 전진비 영역이 높은 받음각 조건에 해당하는데, 이때 양력은 유사하게 예측하는 반면 항력은 transition SST 모델이 $k\omega$ SST 모델에 비해 근소하게 높게 예측하는 것으로 평가된다.

전체 전진비에 걸쳐 경향이 잘 일치하지만 정량적으로는 같은 전진비에서의 성능 계수가 일정 수준 차이를 보임을 알 수 있다. EAV-2H+ 체계 운용조건인 전진비 0.5 ~ 0.8 영역에 대해 2차 다항식으로 시험결과를 피팅한 후, 해석결과와의 차이를 계산하였다. $k\omega$ SST 모델 해석결과는 시험결과 대비 추력계수와 동력계수가 평균 0.0065, 0.0038, 효율은 약 0.0175가 낮은 것으로 확인되었다. 상순조건인 전진비 약 0.52 근방에서 추력계수, 동력계수, 효율의 오차가 각각 약 5.5%, 2.9%, 2.4% 수준이다.

해석에서는 프로펠러를 단독으로 고려하고 원방 경계를 사용하지만, 시험에서는 측정 장치, 지지대 기둥 및 풍동 시험부 벽면 등이 존재한다. 시험장치 및 시험부 벽면에 의한 폐쇄 효과(blockage effect) 등이 Fig. 12의 결과 차이에 일부 포함되어 있다고 예상 가능하다. 이를 확인하기 위해 측정장치, 지지대 기둥, 시험부 형상을 단순하게 모델링하여 포함시키고, 8m/s, 1350 rpm 조건을 추가로 해석하였다. 이 경우 MRF 기법의 축대칭 유동 가정이 위배되므로 SMM 기법으로 총 10회전 해석을 수행하였다. 마지막 1회전의 평균값을 Fig. 12에 비어있는 심볼로 함께 나타내었으며, 프로펠러 단독 해석 대비 추력계수가 시험치에 가깝게 증가하였음을 볼 수 있다. 시험결과와의 오차는 추력계수, 동력계수, 효율이 각각 2.4%, 1.7%, 0.96% 수준으로 감소하였다. 측정 장치와 지지대 기둥의 폐쇄효과에 의해 프로펠러 하류 영역의 정압이 증가하고, 이로 인

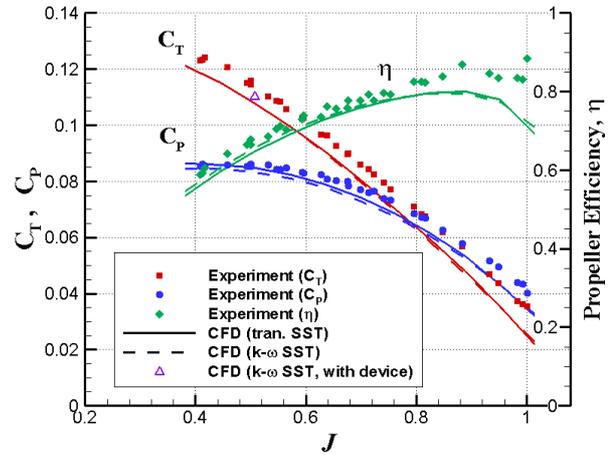


Fig. 12. Performance curves from CFD and experiment

해 추력이 소폭 증가하는 것으로 분석되었다. 따라서 측정된 추력이 전체 전진비에 걸쳐 해석결과보다 일정 수준 높게 나타난 원인에는 시험에서의 측정 장치의 영향이 포함된 것으로 분석된다.

2.4.2 낮은 rpm 및 고고도 조건 평가

시험에서 확인된 저 rpm 영역에서의 성능계수 변화를 전산해석으로 확인하고 모사 능력을 평가하고자 하였다. 시험에서와 마찬가지로 속도를 8m/s로 고정하고 rpm을 변화시키면서 해석을 수행하였다. Transition SST 모델을 사용한 해석 결과를 시험 결과와 함께 Fig. 13에 나타내었다. 점선은 속도를 변화시킨 기존 성능계수 곡선이고 실선은 rpm 변화 곡선이다. rpm 감소에 따라 시험결과와 동일한 추력계수 및 동력계수 감소 경향을 확인할 수 있다.

앞서 언급하였듯이 이러한 성능계수 감소는 깃 요소 시위 레이놀즈수 감소에 따른 공력 성능 저하가 주요 원인으로 예상된다. Fig. 14는 유도 속도를 배제하고 rpm과 자유류 속도만으로 근사적으로 예측한 레이놀즈수 분포를 몇 가지 조건에 대해 나타낸 것이다. 1350 rpm의 경우는 회전 속도가 높아 유속 8m/s($J=0.508$)와 14m/s ($J=0.889$) 일 때 최대 레이놀즈수 약 $1.3 \sim 1.4 \times 10^5$ 수준의 레이놀즈수 분포를 보여준다. 반면 900 rpm($J=0.762$), 800 rpm($J=0.857$), 700 rpm ($J=0.980$) 경우를 보면, rpm 감소에 따라 레이놀즈수가 감소하며 최대 시위 레이놀즈수가 10^5 을 넘지 않는 것을 알 수 있다. Fig. 13의 해석결과에서 성능계수 감소는 약 900 rpm부터 나타나기 시작하며, 이에 근거하면 블레이드 최대 시위 레이놀즈수가 약 10^5 이하로 감소하면서부터 발생 가능한 것으로 분석된다.

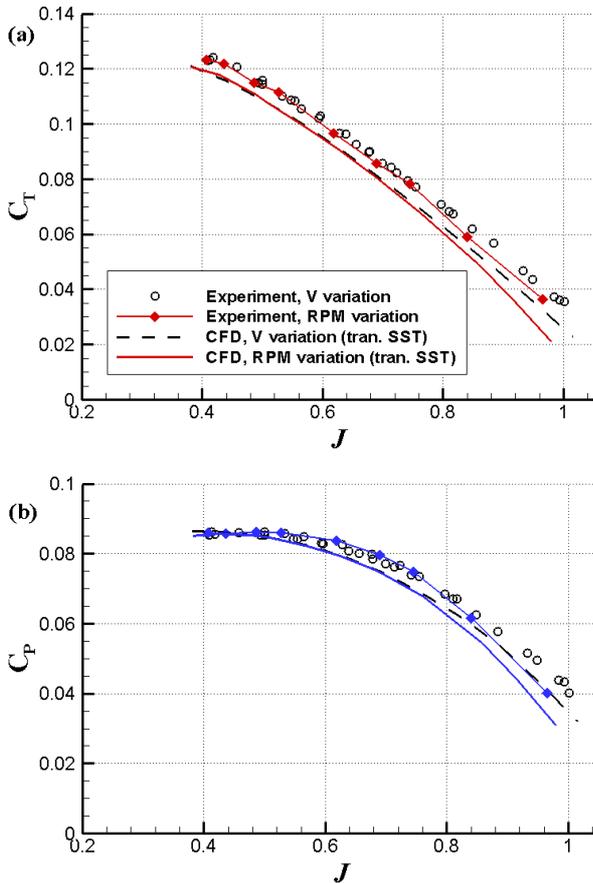


Fig. 13. Velocity vs rpm variation results

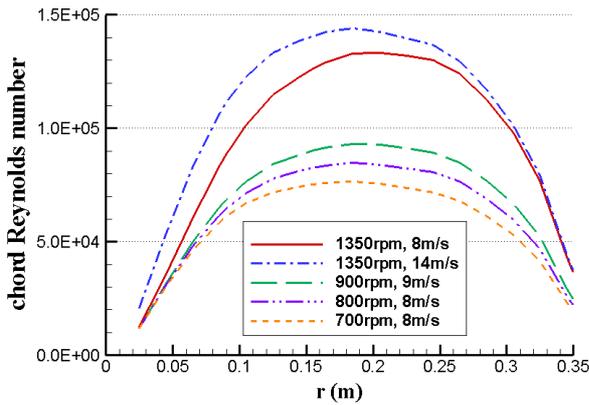


Fig. 14. Estimation of chord Reynolds number distribution of blade

깃 요소 레이놀즈수 감소와 공력성능 저하와의 연관성을 확인하기 위해 2차원 익형 해석을 수행하였다. 블레이드 단면 형상인 DAE51 익형에 대해 유속을 변화시켜 다양한 레이놀즈수 조건을 부과하였다. 동일하게 FLUENT를 사용하여 해석을 수행하였으며, 격자는 GAMBIT을 사용하여 C-H Type의 정렬 격자를 생성하였다. 표면격자는 익형 위아래면 각각 300개씩으로 하였고, 총 격자수는

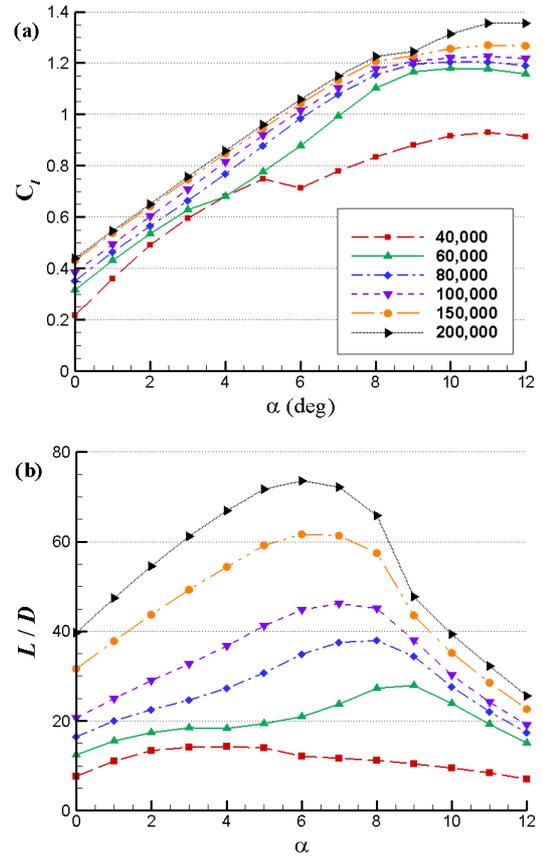


Fig. 15. a) C_l and b) L/D plot of DAE51 for several Reynolds numbers

약 16만 8천개이다. Transition SST 모델을 사용하였고 비정상 유동 특성을 반영하기 위해 transient 해석을 수행하였다. 다양한 받음각 조건에서 공력 계수가 안정화 될 때 까지 충분한 시간 해석을 수행하고, 시간에 따라 진동하는 경우에는 주기성을 확인하고 50주기 이상의 시간 평균을 취하였다. 받음각에 따른 양력계수와 양항비를 몇 가지 레이놀즈수에 대해 Fig. 15에 나타내었다.

Figure 15a의 결과로부터 시위 레이놀즈수 1.5×10^5 이상에서는 양력계수의 선형 구간이 명확하고 레이놀즈수에 따른 변화가 크지 않은 것을 볼 수 있다. 하지만 레이놀즈수가 10^5 및 그 이하로 감소하면 동일한 받음각에서 양력계수가 감소하고, 60,000 이하에서는 선형 구간도 불명확해 짐을 알 수 있다. 또한 Fig. 15b로부터 레이놀즈수 감소에 따라 양항비가 급격하게 저하됨을 알 수 있다. 깃 요소 운동량 이론에 근거하면 깃 요소의 양항비 저하는 프로펠러의 효율 저하로 직결된다. Fig. 14와 15b로부터 700 rpm에서의 깃 요소의 양항비는 1350 rpm 경우의 절반 수준으로 감소하는 것으로 판단된다. Fig. 15의 결과들은 낮은 rpm에서의 프로펠러 성능저하가 레이

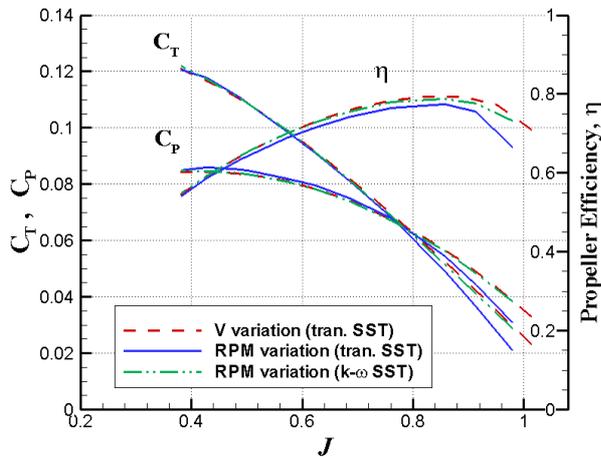


Fig. 16. Comparison of turbulence models

놀스수 감소에 의한 깃 요소 공력성능 저하에 의한 것임을 확인시켜준다.

Figure 16는 두 가지 난류 모델을 사용하여 계산된 rpm 변화 성능 곡선을 보여준다. Transition SST 모델과는 달리 $k-\omega$ SST 모델 결과에서는 낮은 rpm에서의 성능계수와 효율 감소 경향이 미미하거나 거의 나타나지 않는 것을 알 수 있다. 2차원 익형 해석으로부터, $k-\omega$ SST 모델은 낮은 레이놀즈수에서도 완전 난류 유동으로 모사하려는 특성을 갖기 때문에 레이놀즈수 저하에 따른 층류 박리 및 천이 후 재부착과 같은 유동 특성이 적절하게 모사되지 못하는 것으로 분석되었다. 이와 같은 차이는 낮은 레이놀즈수 영역의 프로펠러 성능 해석 시 난류 모델 선정에도 신중한 고려가 필요함을 시사한다. 고고도 성능 예측에는 레이놀즈수 감소에 의한 성능 저하 경향이 모사 가능한 transition SST 모델의 사용이 적합하다고 판단된다.

고고도에서의 성능곡선 변화 가능성을 탐색하기 위해 고도 10km, 15km, 20km 조건의 해석을 수행하였다. 자유류 유속을 각 고도에서의 예상 운용속도인 13.9, 20.6, 30m/s로 고정하고 다양한 rpm 조건을 계산하였으며, 난류 모델은 낮은 레이놀즈수 효과를 반영할 수 있도록 transition SST 모델을 사용하였다. 추력계수와 효율 곡선을 Fig. 17에 나타내었으며, 비교를 위해 지상고도 조건의 시험 및 해석결과를 함께 나타내었다. Fig. 17a로부터 고도 상승에 따라 전체 전진비에 걸쳐 추력계수의 감소를 확인할 수 있다. 동일한 전진비를 기준으로 할 경우, 고도 10, 15, 20km에서는 추력계수가 지상조건 대비 약 3%, 5%, 12% 정도 감소하는 것으로 예측되었다. 해석 결과는 고도 증가에 따라 추력계수와 동력계

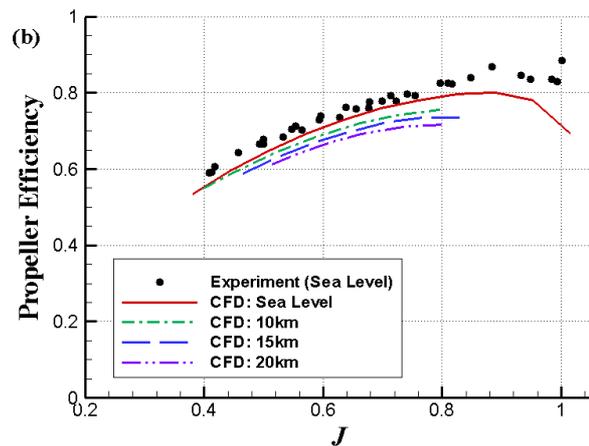
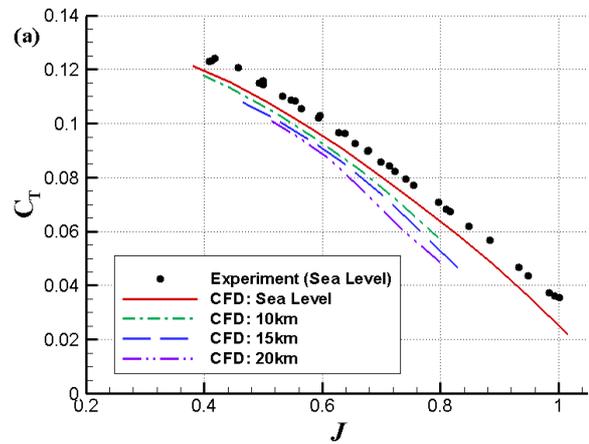


Fig. 17. a) C_T and b) efficiency curves for several altitudes

수가 모두 감소하였으며, 추력계수는 고도 10km, 동력계수는 15km부터 지상조건 대비 감소 경향이 나타났다. Fig. 17b로부터 고도 증가에 따른 효율 감소를 확인할 수 있다. Fig. 14와 같이 깃 요소 시위 레이놀즈수 분포를 예측한 결과, 고도 10km 운용조건 근방부터 10^5 이하로 감소하는 것으로 나타났다.

강건한 고고도 무인기 설계와 임무 계획을 위해서는 고고도에서의 성능계수 변화에 유의하여 프로펠러 성능을 평가해야 할 것으로 판단된다. 고도에 따라 동력계수 및 운용 전진비도 함께 달라지므로 실제 운용조건에서의 평가 및 비교가 이루어져야 한다. 이를 위해서는 동력계수 곡선과 모터(또는 엔진) 성능을 고려하여 운용 동력과 전진비를 결정한 후, 해당 전진비에서의 추력계수를 파악해야 한다.

III. 결 론

풍동시험과 전산해석을 수행하여 고고도 장기

체공 축소형 전기 동력 무인기 장착을 위한 프로펠러 성능을 평가하였다.

프로펠러 성능 측정을 위한 풍동시험 장치와 기법을 구축하였다. 측정된 성능곡선으로부터 요구조건 충족 여부를 판단하고 적합한 프로펠러를 선정하였다. 낮은 rpm에서의 성능계수 감소 경향을 관찰하여 고고도에서 저레이놀즈수 효과에 의한 성능 저하 가능성을 확인하였다. 천이 테이프의 부착으로 낮은 rpm 영역에서의 성능 감소가 일부 회복 가능함을 확인하였다. 하지만 높은 rpm 조건에서는 오히려 성능저하를 발생시켜 전체 전진비 영역에서는 회복보다 손실 수준이 더 큰 것으로 판단되었다. 천이 테이프는 성능저하의 원인으로도 작용할 수 있기 때문에 운용 조건을 고려한 신중한 사용이 요구된다고 할 수 있다.

전산해석으로 성능곡선을 획득하고 시험 결과와의 비교를 수행하였다. 추력-동력계수 선도가 잘 일치하여, 전산해석을 설계 단계에서의 성능 평가 및 예측에 충분한 신뢰도로 활용 가능함을 확인하였다. 전진비에 따른 성능계수 그래프에서 시험과 해석의 결과 차이에는 측정 장치, 지지대 기둥 등의 폐쇄효과로 인한 추력증가의 영향이 일부 포함되어 있음을 확인하였다. 높은 rpm 조건에서는 transition SST와 $k\omega$ SST 모델의 결과가 거의 일치한 반면, 낮은 rpm에서의 성능 계수 감소 경향은 transition SST 모델 결과에서만 분명하게 관찰되었다. 저레이놀즈수 영역을 포함하는 경우에는 transition SST 모델로부터 더 높은 신뢰도를 기대할 수 있다고 판단되었다. 최대 깃 요소 레이놀즈수가 약 10^5 이하로 감소하면서 성능 저하가 발생한다고 분석되었다. 2차원 익형 해석으로부터 낮은 rpm에 의한 프로펠러 성능 감소 원인이 저레이놀즈수에 의한 깃 요소 공력 성능 저하에 있음을 확인하였다. 고고도 조건 해석으로부터 고도 증가에 따름 성능 및 효율 감소 경향을 확인하였다.

본 연구를 통해 풍동시험과 전산해석 기법의 타당성과 신뢰성을 상호 보완적으로 검증하였다. 고고도 무인기 프로펠러의 성능 예측 시, 운용 조건에서의 레이놀즈수를 평가하여 성능 저하 가능성에 유의해야 함을 확인하였다. 확보한 전산 해석 및 시험 기법 등은 향후 EAV-3 프로펠러 설계 및 성능 평가를 위한 기초 기술로 활용될 예정이다.

References

1) Romeo, G., Frulla, G., Cestino, E., and

Corsino, G., "HELIPLAT : Design, Aerodynamic and Structural Analysis of Long-Endurance, Solar-Powered Stratospheric Platform," *Journal of Aircraft*, Vol. 41, No. 6, 2004, pp. 1505-1520.

2) Nickol, C. L., Guynn, M. D., Kohout, L. L., and Ozoroski, T. A., "High Altitude Long Endurance Air Vehicle Analysis of Alternatives and Technology Requirements Development," *AIAA 2007-1050*, 2007.

3) Lee, Y., Hwang, S., Kim, S., Kim, C., Ahn, S., and Lee, D., "Development of an Electrically Powered HALE UAV," *Proceeding of the 2013 KSAS Spring Conference*, 2013, pp. 1097-1100.

4) Lee, Y., Hwang, S., Kim, S., Park, D., Kim, C., Kim, S., and Chang, B., "Development and Flight Tests of a Scaled Electrically Powered HALE UAV," *Proceeding of the 2014 KSAS Fall Conference*, 2014, pp. 797-800.

5) Hwang, S., Kim, S., Lee, Y., and Kim, C., "Design of the Solar Powered Electric Driven High Altitude Long Endurance(HALE) Unmanned Aerial Vehicle," *Proceeding of the 2014 KSAS Fall Conference*, 2014, pp. 785-788.

6) Chen, W. and Bernal, L. P., "Design and Performance of Low Reynolds Number Airfoils for Solar-Powered Flight," *AIAA 2008-316*, 2008.

7) Hu, H. and Yang, Z., "An Experimental Study of the Laminar Flow Separation on Low-Reynolds-Number Airfoil," *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 130, 2008.

8) <http://www.propdesigner.co.uk>

9) Cho, L., Lee, S., and Cho, J., "Numerical Analyses and Wind Tunnel Tests of a Propeller for the MAV Propulsion," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 38, No. 10, 2010, pp. 955-965.

10) Park, Y. and Kim, B., "The Calculation of Propeller Thrust using Semi-infinite Helical Vortices and a Wind tunnel Test," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 39, No. 9, 2011, pp. 816-822.

11) Park, P., Hwang, O., Kim, Y., Kim, C., and Kwon, K., "Wind Tunnel Test on Propellers for Middle Size Electric Propulsion UAV," *Proceeding of the 2011 KSPE Fall Conference*, 2011, pp. 784-788.

12) Monk, J. S., "A Propeller Desing and

Analysis Capability Evaluation for High Altitude Application," M. S. Dissertation, University of the Witwatersrand, Republic of South Africa, 2011.

13) Cho, K., Kim, H., Park, I., and Jang, S., "Application of CFD in The Analysis of Aerodynamic Characteristics for Aircraft Propellers," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 40, No. 11, 2012, pp. 917-926.

14) Park, Y. M. and Lee, H. C., "Numerical Analysis of Aerodynamic Characteristics for Turboprop Regional Aircraft," Proceeding of the 2014 KSCFE Spring Conference, 2014, pp.

156-157.

15) Cho, J. H. and Cho, J., "Numerical Study on the Power-on Effect of a Pusher-propeller Aircraft using CFD," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 42, No. 1, 2014, pp. 59-66.

16) ANSYS FLUENT Ver. 13 Software Package, Ansys Fluent Inc., Canonsburg, PA, USA.

17) Park, D., Kim, S., Lee, Y., and Kim, C., "Performance Evaluation of Propeller for Electrically Powered HALE UAV - Part II. Computational Analysis," *Proceedings of the 2014 KSAS Fall Conference*, 2014, pp. 181-184.